

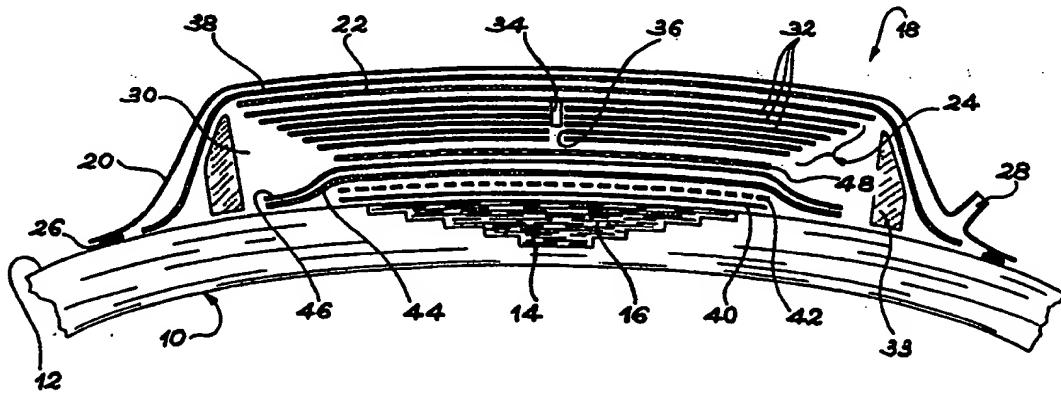
P2513.12
AI

DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITE DE COOPERATION EN MATIERE DE BREVETS (PCT)

(51) Classification internationale des brevets ⁶ : B29C 73/10, 73/32		A1	(11) Numéro de publication internationale: WO 98/53982
			(43) Date de publication internationale: 3 décembre 1998 (03.12.98)
(21) Numéro de la demande internationale: PCT/FR98/01075		(81) Etats désignés: AU, CA, CN, JP, SG, US, brevet européen (AT, BE, CH, CY, DE, DK, ES, FI, FR, GB, GR, IE, IT, LU, MC, NL, PT, SE).	
(22) Date de dépôt international: 28 mai 1998 (28.05.98)			
(30) Données relatives à la priorité: 97/06602 29 mai 1997 (29.05.97)		FR	Publiée <i>Avec rapport de recherche internationale.</i>
(71) Déposant (pour tous les Etats désignés sauf US): AEROSPA- TIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE [FR/FR]; 37, boulevard de Montmorency, F-75781 Paris Cedex 16 (FR).			
(72) Inventeurs; et			
(75) Inventeurs/Déposants (US seulement): KOCIEMBA, Fabienne [FR/FR]; 158, rue du Lieutenant-Colonel de Montbrison, F-92500 Rueil Malmaison (FR). SORO, Daniel [FR/FR]; 16, rue de l'Oeuvre, F-93800 Epinay sur Seine (FR).			
(74) Mandataire: SOCIETE DE PROTECTION DES INVEN- TIONS; 25, rue de Ponthieu, F-75008 Paris (FR).			

(54) Title: EQUIPMENT FOR ON-SITE REPAIR OF A COMPOSITE STRUCTURE WITH A DAMAGED ZONE AND CORRESPONDING METHOD

(54) Titre: OUTILLAGE DE REPARATION SUR SITE D'UNE STRUCTURE COMPOSITE PRESENTANT UNE ZONE ENDOMMAGEE ET PROCEDE CORRESPONDANT



(57) Abstract

The invention concerns the on-site repair of a composite structure (10) such as an aircraft structure which consists in: machining a concave recess (14) in the damaged zone, placing therein a non-polymerised composite part (16), and polymerising under pressure said part (16) using an equipment comprising stacked plates (32) which multiplies the pressure applied on the composite part, thereby obtaining a non-visible repair with mechanical characteristics close to those of the original structure.

(57) Abrégé

Pour effectuer la réparation sur site d'une structure composite (10) telle qu'une structure d'aéronef, on usine un évidement concave (14) dans la zone endommagée, on y place une pièce composite (16) non polymérisée, et on effectue la polymérisation sous pression de cette pièce (16) grâce à un outillage (18) comprenant un empilement de plaques (32) qui multiplie la pression appliquée sur la pièce composite. Une réparation non visible présentant des caractéristiques mécaniques proches de celles de la structure initiale est ainsi obtenue.

UNIQUEMENT A TITRE D'INFORMATION

Codes utilisés pour identifier les Etats parties au PCT, sur les pages de couverture des brochures publiant des demandes internationales en vertu du PCT.

AL	Albanie	ES	Espagne	LS	Lesotho	SI	Slovénie
AM	Arménie	FI	Finlande	LT	Lituanie	SK	Slovaquie
AT	Autriche	FR	France	LU	Luxembourg	SN	Sénégal
AU	Australie	GA	Gabon	LV	Lettonie	SZ	Swaziland
AZ	Azerbaïjan	GB	Royaume-Uni	MC	Monaco	TD	Tchad
BA	Bosnie-Herzégovine	GE	Géorgie	MD	République de Moldova	TG	Togo
BB	Barbade	GH	Ghana	MG	Madagascar	TJ	Tadjikistan
BE	Belgique	GN	Guinée	MK	Ex-République yougoslave de Macédoine	TM	Turkménistan
BF	Burkina Faso	GR	Grèce	ML	Mali	TR	Turquie
BG	Bulgarie	HU	Hongrie	MN	Mongolie	TT	Trinité-et-Tobago
BJ	Bénin	IE	Irlande	MR	Mauritanie	UA	Ukraine
BR	Brésil	IL	Israël	MW	Malawi	UG	Ouganda
BY	Bélarus	IS	Islande	MX	Mexique	US	Etats-Unis d'Amérique
CA	Canada	IT	Italie	NE	Niger	UZ	Ouzbékistan
CF	République centrafricaine	JP	Japon	NL	Pays-Bas	VN	Viet Nam
CG	Congo	KE	Kenya	NO	Norvège	YU	Yougoslavie
CH	Suisse	KG	Kirghizistan	NZ	Nouvelle-Zélande	ZW	Zimbabwe
CI	Côte d'Ivoire	KP	République populaire démocratique de Corée	PL	Pologne		
CM	Cameroun	KR	République de Corée	PT	Portugal		
CN	Chine	KZ	Kazakhstan	RO	Roumanie		
CU	Cuba	LC	Sainte-Lucie	RU	Fédération de Russie		
CZ	République tchèque	LI	Liechtenstein	SD	Soudan		
DE	Allemagne	LK	Sri Lanka	SE	Suède		
DK	Danemark	LR	Libéria	SG	Singapour		
EE	Estonie						

OUTILLAGE DE REPARATION SUR SITE D'UNE STRUCTURE
COMPOSITE PRESENTANT UNE ZONE ENDOMMAGEE ET PROCEDE
CORRESPONDANT.

5

DESCRIPTION

Domaine technique

L'invention concerne un outillage conçu pour permettre la réparation d'une structure composite 10 présentant une zone endommagée, sans qu'il soit nécessaire de déplacer cette structure jusqu'à un lieu de réparation distinct de l'emplacement où elle se trouve.

L'expression "structure composite" désigne 15 ici, comme dans la suite du texte, une structure formée de fibres longues, telles que des fibres de carbone ou autres, disposées sous la forme de nappes ou "plis" superposés, et noyées dans une matrice de résine.

L'invention concerne également un procédé 20 permettant de réparer une structure composite en mettant en oeuvre un tel outillage.

L'outillage et le procédé selon l'invention peuvent être utilisés dans tous les cas où le retour de 25 la structure dans un atelier spécialisé et son passage dans un autoclave ne sont pas possibles ou trop pénalisants. Ainsi, une application privilégiée de l'outillage et du procédé conformes à l'invention concerne la réparation des structures composites utilisées sur les aéronefs.

30

Etat de la technique

Les matériaux composites permettent d'obtenir des caractéristiques mécaniques parfaitement contrôlées et de niveau comparable à celles des métaux, pour un poids moindre. De plus, les techniques de fabrication de ces matériaux se perfectionnent régulièrement, aussi bien en ce qui concerne les formes et les dimensions des pièces qu'en ce qui concerne le temps et le coût de la fabrication. Pour ces différentes raisons, la part des structures composites dans les aéronefs augmente régulièrement.

Par rapport aux structures métalliques, les structures composites ont toutefois pour inconvénient d'être plus fragiles lorsqu'elles sont soumises à des chocs. Ainsi, lorsqu'une structure composite est heurtée violemment par un objet, il se produit une cassure ou une fissuration plus ou moins importante dans la zone d'impact. La part croissante prise par les structures composites dans les aéronefs a donc conduit à la mise au point de techniques de réparation de ces structures.

L'évaluation de la qualité d'une réparation effectuée sur une structure composite d'aéronef doit prendre en compte deux critères qui sont l'aspect de la zone réparée et les caractéristiques mécaniques de la structure dans cette zone. En outre, il est essentiel que la réparation puisse être effectuée directement sur site, à l'endroit où l'aéronef se trouve, afin de réduire les coûts et de limiter la durée d'immobilisation au strict minimum. Cette dernière contrainte interdit en pratique l'utilisation d'autoclaves.

Le critère esthétique est un critère important, du fait que la zone endommagée est, par

hypothèse, située à l'extérieur de l'aéronef, c'est-à-dire dans une zone visible. Il est donc souhaitable que la zone réparée présente un aspect comparable à celle que présentait la structure composite avant d'être endommagée, afin d'être pratiquement invisible.

Par ailleurs, l'obtention de caractéristiques mécaniques aussi proches que possible de celles présentées initialement par la structure composite avant d'être endommagée est d'autant plus souhaitable que les dimensions de la zone endommagée augmentent.

Il existe actuellement un certain nombre d'appareils permettant d'effectuer des réparations de structures composites sur place, lorsque la zone endommagée est de dimensions réduites. Ces appareils comprennent des outillages permettant d'usiner un évidement en escalier ("step machining") ou en biseau ("scarf machining") dans la zone endommagée de la structure composite et des outillages permettant de polymériser avec compactage une pièce composite placée dans l'évidement.

Les documents US-A-5 207 541 et US-A-5 271 145 concernent des outillages d'usinage. De tels outillages permettent d'usiner des évidements qui présentent généralement une forme circulaire ou ovale. D'autres formes sont toutefois possible, comme l'illustrent notamment les documents US-A-4 916 880 et US-A-4 978 404.

La pièce composite placée dans l'évidement ainsi usiné présente une forme complémentaire de celle de l'évidement. Elle se compose généralement de plusieurs couches ou "plis" de tissu de fibres longues

et d'une résine non polymérisée. Selon le cas, le tissu est préimprégné de résine ou initialement sec. Dans ce dernier cas, la résine peut être déposée sous forme liquide sur chaque couche de tissu ou sous la forme 5 d'un film solide interposé entre les différentes couches de tissu sec.

Habituellement, l'outillage permettant d'effectuer la polymérisation et le compactage de la pièce composite comprend principalement une couverture 10 chauffante permettant d'élever la résine à sa température de polymérisation, et une vessie appliquée de façon étanche sur la surface de la structure composite, autour de la pièce composite. La vessie est reliée à une source extérieure de vide, de façon à 15 appliquer une pression sur la pièce composite.

Dans cet outillage classique, illustré notamment par le document US-A-4 554 036, la pression appliquée sur la pièce composite reste très faible (par exemple, environ 1,5 bars).

20 L'utilisation d'un tel outillage permet donc de réaliser des réparations "cosmétiques", c'est-à-dire de reconstituer l'aspect de la structure composite d'origine, avec des caractéristiques mécaniques très dégradées dans la zone réparée, puisque 25 ces caractéristiques peuvent être inférieures jusqu'à 30 % des caractéristiques présentées par la structure dans son état d'origine. Les réparations effectuées selon cette technique sont donc nécessairement limitées à des dommages de petites dimensions.

30 Lorsque la zone endommagée est plus grande, la pratique la plus couramment utilisée consiste à remplacer totalement la structure composite endommagée et à l'envoyer en réparation dans un atelier

spécialisé, équipé d'autoclaves permettant d'effectuer la polymérisation sous pression dans des conditions satisfaisantes.

Selon une autre technique connue, on fabrique, par moulage dans un autoclave, une pièce composite présentant une forme complémentaire de celle de l'évidement préalablement usiné dans la zone endommagée. La pièce composite est alors polymérisée et compactée en autoclave, avant d'être mise en place dans l'évidement par collage. Cette technique est illustrée notamment par le document US-A-5 023 987.

Cette technique a pour inconvénient notable que la tenue en fatigue dans la zone de collage est relativement limitée, ce qui constitue un inconvénient important notamment dans l'industrie aéronautique. Pour cette raison, la fixation de la pièce composite rapportée sur la structure est généralement complétée par des moyens de fixation complémentaires tels que des boulons ou des rivets et nécessite un accès sur la face arrière de la structure. La réparation est donc visible de l'extérieur et ne répond pas à l'exigence esthétique préalablement mentionnée.

Par ailleurs, la fabrication de la pièce composite polymérisée s'effectue dans un autoclave, c'est-à-dire généralement sur un site différent de celui sur lequel se trouve l'aéronef. Cela implique une immobilisation longue et coûteuse de celui-ci.

Exposé de l'invention

L'invention a principalement pour objet un outillage permettant d'effectuer la réparation sur site d'une structure composite présentant une zone

endommagée, en assurant le respect de l'esthétique de la structure composite d'origine et en garantissant des caractéristiques mécaniques relativement proches de celles présentées par la structure non endommagée, ce 5 qui autorise notamment la réparation sur site de dommages de relativement grandes dimensions.

Conformément à l'invention, ce résultat est obtenu au moyen d'un outillage de réparation sur site d'une structure composite présentant un évidement concave, préalablement usiné dans une surface de la 10 structure, pour la polymérisation sous pression d'une pièce composite non polymérisée, de forme complémentaire de celle de l'évidement, cet outillage étant caractérisé par le fait qu'il comprend :

- 15 - une vessie apte à être appliquée de façon étanche sur la surface de la structure composite, autour de ladite pièce composite ;
- un moyen pour relier la vessie à une source extérieure de vide ;
- 20 - des moyens de chauffage de la pièce composite ; et
- des moyens multiplicateurs de la pression appliquée sur la pièce composite, aptes à être interposés entre celle-ci et la vessie étanche.

Dans une forme de réalisation préférée de 25 l'invention, les moyens multiplicateurs de pression comprennent un empilement d'au moins deux plaques présentant des surfaces qui augmentent progressivement en allant vers la vessie.

Par exemple, les surfaces des plaques les 30 plus éloignées de l'empilement sont dans un rapport d'au moins environ un sur deux.

Pour tenir compte du fait que la surface d'une structure composite d'aéronef n'est généralement pas plane, les plaques sont de préférence des clinquants plans, déformables élastiquement pour se 5 conformer à la surface de la structure composite.

Afin d'assurer le maintien des plaques dans une position centrée l'une par rapport à l'autre lorsque la pression est appliquée par la mise sous vide de la vessie, des moyens de guidage relatif des plaques 10 sont prévus.

Ces moyens de guidage peuvent notamment comprendre au moins un pion de guidage faisant saillie sur au moins l'une des plaques, perpendiculairement à celle-ci, au travers de trous de guidage formés dans 15 les autres plaques.

La plaque la plus proche de la pièce composite présente de préférence une surface et une forme sensiblement identiques à celles de la pièce composite, au niveau de la surface de la structure.

20 Selon une caractéristique connue en elle-même, les moyens de chauffage comprennent une couverture chauffante, interposée dans ce cas entre la vessie et les moyens multiplicateurs de pression.

25 L'invention a également pour objet un procédé de réparation sur site d'une structure composite présentant une zone endommagée, caractérisé par le fait qu'il comprend les étapes suivantes :

- usinage d'un évidement concave dans la zone endommagée à partir d'une surface de la structure ;
- 30 - montage dans l'évidement d'une pièce composite non polymérisée, de forme complémentaire de celui-ci ;

5 - polymérisation in situ de la pièce composite, par mise sous vide d'une vessie appliquée de façon étanche sur ladite surface de la structure composite, autour de la pièce composite, après interposition de moyens multiplicateurs de la pression appliquée sur la pièce composite, entre celle-ci et la vessie, et chauffage de la pièce composite.

Brève description des dessins

10 On décrira à présent, à titre d'exemple non limitatif, une forme de réalisation préférée de l'invention, en se référant au dessin annexé, dans lequel la figure unique représente schématiquement, en coupe partielle, un outillage de réparation sur site 15 conforme à l'invention, placé sur une structure composite présentant une zone endommagée.

Exposé détaillé d'une forme de réalisation préférentielle de l'invention

20 Sur la figure unique, la référence 10 désigne de façon générale une structure composite telle qu'une structure d'aéronef. La surface extérieure 12 de cette structure composite 10 présente un évidement concave 14, préalablement usiné à l'aide d'un outillage 25 connu qui ne fait pas partie de l'invention.

30 L'évidement 14 a été usiné dans une zone endommagée de la structure composite 10, que l'on désire réparer sur place. En vue de dessus, cet évidement 14 présente généralement une forme circulaire. Lorsque la forme de la zone endommagée le justifie, l'évidement 14 peut toutefois présenter une forme différente et notamment ovale.

Par ailleurs, l'évidement 14 est réalisé soit en escalier, comme l'illustre la figure, soit en biseau, selon des techniques connues. La réalisation d'un évidement 14 usiné en biseau est préférée, car 5 elle permet d'obtenir dans la zone réparée, des caractéristiques mécaniques supérieures à celles que l'on obtient à partir d'un évidement en escalier.

Après avoir usiné l'évidement 14, on place dans celui-ci une pièce composite 16 présentant une forme complémentaire de celle de l'évidement. Il est 10 important d'observer que l'expression "pièce composite" ne désigne pas ici une pièce préalablement polymérisée, mais au contraire un ensemble non polymérisé formé de fibres longues, par exemple de carbone, et d'un adhésif 15 tel qu'une résine époxy additionnée d'un plastifiant. Par conséquent, la pièce composite 16 peut être fabriquée directement sur place, sans qu'il soit nécessaire d'avoir recours à un autoclave.

Dans la pratique et selon des techniques 20 connues par ailleurs, la pièce composite 16 peut être fabriquée soit en découpant et en superposant des tissus préimprégnés de résine, soit en découpant et en superposant des tissus secs, en prenant soin de les imprégner de résine liquide au fur et à mesure de leur 25 mise en place, soit encore en découpant et en superposant alternativement des tissus secs et des films solides d'adhésif. L'utilisation de cette dernière technique est préférée, en raison de sa facilité de mise en oeuvre et de la qualité des 30 résultats qu'elle permet d'obtenir.

Conformément à l'invention, la pièce composite 16 placée dans l'évidement 14 est polymérisée sous pression, sur le site dans lequel se trouve la

structure composite 10, au moyen d'un outillage de réparation désigné de façon générale par la référence 18.

L'outillage de réparation 18 comprend principalement une vessie étanche 20, des moyens 22 de chauffage de la pièce composite 16 et des moyens 24 multiplicateurs de la pression appliquée sur cette pièce.

La vessie étanche 20 présente des dimensions sensiblement supérieures à celles de la pièce composite 16, de telle sorte que son rebord périphérique puisse être appliqué de façon étanche sur la surface extérieure 12 de la structure composite 10, autour de la pièce composite 16 par l'intermédiaire d'un mastic d'étanchéité 26.

La vessie étanche 20 est équipée d'une valve 28 constituant un moyen pour relier la vessie à une source extérieure de vide (non représentée). Cet agencement est classique, de telle sorte qu'aucune autre description n'en sera faite.

Les moyens 22 de chauffage de la pièce composite 16 sont constitués dans ce cas par une couverture chauffante reliée à une source de courant extérieure (non représentée) par des conducteurs électriques (non représentés). La couverture chauffante constituant les moyens 22 de chauffage de la pièce composite 16 est interposée entre la vessie 20 et les moyens 24 multiplicateurs de pression.

Les moyens 24 multiplicateurs de pression constituent la caractéristique essentielle de l'invention. Ils sont interposés entre la vessie 20 et la pièce composite 16, de façon à permettre une multiplication de l'effort appliqué sur cette dernière

lors de la mise sous vide de l'espace 30 emprisonné entre la structure composite 10 et la vessie étanche 20.

Dans la forme de réalisation préférée de l'invention illustrée sur la figure unique, les moyens 5 multiplicateurs de pression comprennent un empilement de plaques 32 dont les surfaces augmentent progressivement en allant vers la vessie 20. De façon plus précise, la plaque 32 la plus proche de la pièce 10 composite 16 présente une surface et une forme sensiblement identiques à celles présentées par la pièce composite 16, au niveau de la surface extérieure 12 de la structure composite 10. Dans la pratique, on donne généralement à la plaque 32 la plus proche de la 15 pièce 16 une surface légèrement supérieure à celle de la pièce 16 au niveau de la surface 12.

De plus, la plaque 32 la plus proche de la pièce composite 16 est centrée sur celle-ci, de façon à la recouvrir en totalité.

Par ailleurs, la plaque 32 la plus proche de la vessie 20 présente une surface qui est par exemple au moins environ double de celle de la plaque 32 la plus proche de la pièce composite 16. Par conséquent, la pression appliquée sur la pièce composite 16 par la plaque 32 la plus proche de cette 25 pièce est sensiblement double de la pression appliquée par la vessie étanche 20 sur la plaque 32 la plus éloignée de la pièce composite, lorsqu'un vide est créé dans l'espace 30.

Etant donné que le niveau de vide atteint dans l'espace 30 est généralement d'environ 0,7 à 0,9 bars dans le cas des sources de vide primaires utilisées habituellement dans cette application,

l'ajout des moyens 24 multiplicateurs de pression permet d'appliquer sur la pièce composite 16 une pression au moins environ double de celle qui est appliquée avec les outillages classiques. Ainsi, et 5 uniquement à titre d'exemple, avec un vide de 0,9 bars dans l'espace 30, et un rapport de surfaces de 3,75 une pression d'environ 3 bars peut être appliquée sur la pièce composite 16.

Il est à noter que le facteur 10 multiplicateur de pression dépend du rapport des surfaces entre les plaques les plus éloignées de l'empilement de plaques 32, de sorte qu'il peut être sensiblement différent de trois, sans sortir du cadre de l'invention.

15 Le nombre des plaques 32 constituant l'empilement peut être égal à deux, et ces plaques peuvent être rigides lorsque la surface extérieure 12 de la structure composite 10 est plane ou présente une courbure continue de valeur connue.

20 Dans le cas d'un outillage destiné à réparer les structures composites des aéronefs, la surface extérieure de ces structures n'est généralement pas plane et peut présenter des courbures variables. On utilise alors, de préférence, des moyens 24 25 multiplicateurs de pression dans lesquels les plaques 32 sont constituées par un nombre relativement important de clinquants plans, déformables élastiquement de façon à pouvoir se conformer à la surface 12 de la structure composite à réparer.

30 Afin d'éviter un glissement relatif des plaques 32 les unes par rapport aux autres lors de la mise sous vide de l'espace 30, des moyens de guidage relatif de ces plaques sont de préférence prévus.

Dans la forme de réalisation illustrée sur la figure unique, ces moyens de guidage relatif comprennent un pion de guidage 34 qui fait saillie sur au moins l'une des plaques 32, perpendiculairement à celle-ci, au travers de trous de guidage 36 formés dans les autres plaques 32. Dans l'exemple représenté, le pion de guidage 34 est fixé sur la plaque 32 la plus proche de la vessie 20, au centre de cette plaque, et les trous de guidage 36 sont formés au centre des autres plaques 32. Il est à noter que d'autres agencements sont possibles, plusieurs pions de guidage 34 fixés sur une même plaque 32 ou sur des plaques différentes pouvant notamment être prévus.

La longueur du ou des pions de guidage 34 est conçue pour permettre le guidage de toutes les autres plaques 32, sans pour autant que le ou les pions fassent saillie au-delà de l'empilement de plaques. La longueur du ou des pions 34 est donc légèrement inférieure à l'épaisseur cumulée des plaques 32 qui ne portent pas ces pions.

Sur la figure unique, les plaques 32 ont été illustrées volontairement espacées les unes des autres, pour faciliter la lecture. C'est pourquoi le pion 34 ne traverse que certaines des plaques 32.

Il est à noter qu'en variante, les moyens de guidage relatif des plaques 32 peuvent prendre des formes différentes.

Un fourreau de guidage 33, placé autour de l'empilement de plaques 32, empêche la vessie 20 de se coincer sous l'empilement ou entre deux plaques, lors de la mise sous vide de l'espace 30.

Dans le cas déjà mentionné où seules deux plaques 32 sont utilisées, le fourreau de guidage 33,

interposé entre la structure composite 10 et la vessie, autour de l'empilement de plaques, peut assurer lui-même le guidage relatif des plaques 32.

L'outillage de réparation 18 conforme à 5 l'invention comprend par ailleurs tous les éléments qui équipent habituellement les outillages de l'art antérieur. Ces différents éléments vont être à présent brièvement décrits en se référant à la figure.

Un tissu de drainage 38, dont les 10 dimensions sont sensiblement supérieures à celles de la couverture chauffante 22, est interposé entre cette dernière et la vessie étanche 20. Ce tissu de drainage 38 a pour fonction de permettre une évacuation complète de l'air lors de la mise sous vide de l'espace 30.

15 Tous les autres éléments de l'outillage de réparation 18 sont placés entre la pièce composite 16 et les moyens 24 multiplicateurs de pression. Ces différents éléments comprennent, en partant de la pièce composite 16, un tissu de démolage 40, un film 42 de matière plastique perforé, un tissu de drainage 44, un film étanche 46 et un film de Mosite 48.

Le tissu de démolage 40 facilite la séparation de l'outillage 18 et de la pièce 16 lorsque la polymérisation est terminée.

25 En association avec le tissu de drainage 44 et le film étanche 46, le film perforé 42 assure l'évacuation de l'air et de l'excédent de résine vers la périphérie, lors de la mise sous vide de l'espace 30.

30 Enfin, le film de Mosite 48, facultatif, assure une bonne répartition de la pression appliquée sur la pièce composite 16 au travers des moyens 24 multiplicateurs de pression.

Lorsqu'on désire réparer une structure composite 10 présentant une zone endommagée, on usine d'abord un évidement concave 14 dans la structure 10, afin d'en supprimer toutes les parties endommagées.

5 Si le dommage traverse toute l'épaisseur de la structure composite 10, l'évidement 14 est traversant. Un bouchon composite de faible épaisseur est alors collé dans la partie de fond de l'évidement, avant que les opérations suivantes soient mises en 10 oeuvre.

On place ensuite dans l'évidement 14 la pièce composite 16 non polymérisée, comme on l'a décrit précédemment.

15 On met ensuite en place l'outillage de réparation 18 qui vient d'être décrit, en raccordant la valve 28 à la source extérieure de vide et en reliant la couverture chauffante 22 à la source de courant extérieur.

20 Lorsque la pièce 16 est chauffée à l'aide de la couverture chauffante 22 et mise sous pression par la mise sous vide de l'espace 30, l'adhésif contenu dans la pièce composite 16 est polymérisé sous pression. Plus précisément, une pression par exemple d'environ 3 bars est appliquée sur la pièce composite 25 16, grâce à l'action amplificatrice des moyens 24 multiplicateurs de pression.

20 Lorsque la polymérisation est terminée, le chauffage est stoppé et l'espace 30 est relié à l'atmosphère extérieure. L'outillage de réparation 18 peut alors être démonté.

Des essais effectués à l'aide d'un tel outillage ont montré que l'aspect extérieur de la surface 12 est préservé dans la zone réparée et que les

caractéristiques mécaniques de la structure dans cette zone sont respectivement égales à 79 % et 89 % de celles de la structure initiale, selon que l'on utilise un évidemment 14 en escalier ou en biseau. Les 5 caractéristiques mécaniques dans la zone réparée sont donc très supérieures à celles qui sont obtenues selon la technique antérieure, ce qui permet d'envisager des réparations de plus grande ampleur, qui n'étaient pas effectuées auparavant.

REVENDICATIONS

1. Outilage de réparation (18) sur site d'une structure composite (10) présentant un évidement concave (14), préalablement usiné dans une surface (12) de la structure (10), pour la polymérisation sous pression d'une pièce composite (16) non polymérisée, de forme complémentaire de celle de l'évidement (14), cet outillage étant caractérisé par le fait qu'il comprend :

- une vessie (20) apte à être appliquée de façon étanche sur la surface (12) de la structure composite (10), autour de ladite pièce composite (16) ;
- un moyen (28) pour relier la vessie (20) à une source extérieure de vide ;
- des moyens (22) de chauffage de la pièce composite (16) ; et
- des moyens (24) multiplicateurs de la pression appliquée sur la pièce composite (16), aptes à être interposés entre celle-ci et la vessie étanche (20).

2. Outilage selon la revendication 1, dans lequel les moyens multiplicateurs de pression comprennent un empilement d'au moins deux plaques (32) présentant des surfaces qui augmentent progressivement en allant vers la vessie (20).

3. Outilage selon la revendication 2, dans lequel les surfaces des plaques (32) les plus éloignées de l'empilement sont dans un rapport d'au moins environ un sur deux.

4. Outilage selon l'une quelconque des revendications 2 et 3, dans lequel les plaques (32) sont de préférence des clinquants plans, déformables

élastiquement pour se conformer à la surface de la structure composite (10).

5. Outilage selon l'une quelconque des revendications 2 à 4, dans lequel des moyens (34, 36) de guidage relatif des plaques (32) sont prévus.

6. Outilage selon la revendication 5, dans lequel les moyens de guidage comprennent au moins un pion de guidage (34) faisant saillie sur au moins l'une des plaques (32), perpendiculairement à celle-ci, au travers de trous de guidage (36) formés dans les autres plaques.

10 15 7. Outilage selon l'une quelconque des revendications 2 à 6, dans lequel la plaque (32) la plus proche de la pièce composite (16) présente une surface et une forme sensiblement identiques à celles de ladite pièce composite, au niveau de la surface (12) de la structure composite (10).

20 8. Outilage selon l'une quelconque des revendications précédentes, dans lequel les moyens de chauffage comprennent une couverture chauffante (22), interposée entre la vessie (20) et les moyens (24) multiplicateurs de pression.

25 9. Procédé de réparation sur site d'une structure composite présentant une zone endommagée, caractérisé par le fait qu'il comprend les étapes suivantes :

- usinage d'un évidement concave (14) dans la zone endommagée à partir d'une surface de la structure ;
- montage dans l'évidement (14) d'une pièce composite (16) non polymérisée, de forme complémentaire de celui-ci ;

5 - polymérisation in situ de la pièce composite (16), par mise sous vide d'une vessie (20) appliquée de façon étanche sur ladite surface de la structure composite, autour de la pièce composite (16), après interposition de moyens (24) multiplicateurs de la 10 pression appliquée sur la pièce composite (16), entre celle-ci et la vessie (20), et chauffage de la pièce composite (16).

10. Procédé selon la revendication 9, dans 10 lequel on interpose des moyens (24), multiplicateurs de pression comprenant un empilement d'au moins deux plaques (32) présentant des surfaces qui augmentent progressivement en allant vers la vessie (20)

15 11. Procédé selon la revendication 10, dans lequel on assure un guidage relatif des plaques (32) lors de la polymérisation.

20 12. Procédé selon l'une quelconque des revendications 9 à 11, dans lequel on chauffe la pièce composite (16) en interposant une couverture chauffante (22) entre la vessie (20) et les moyens (24) multiplicateurs de pression.

1/1

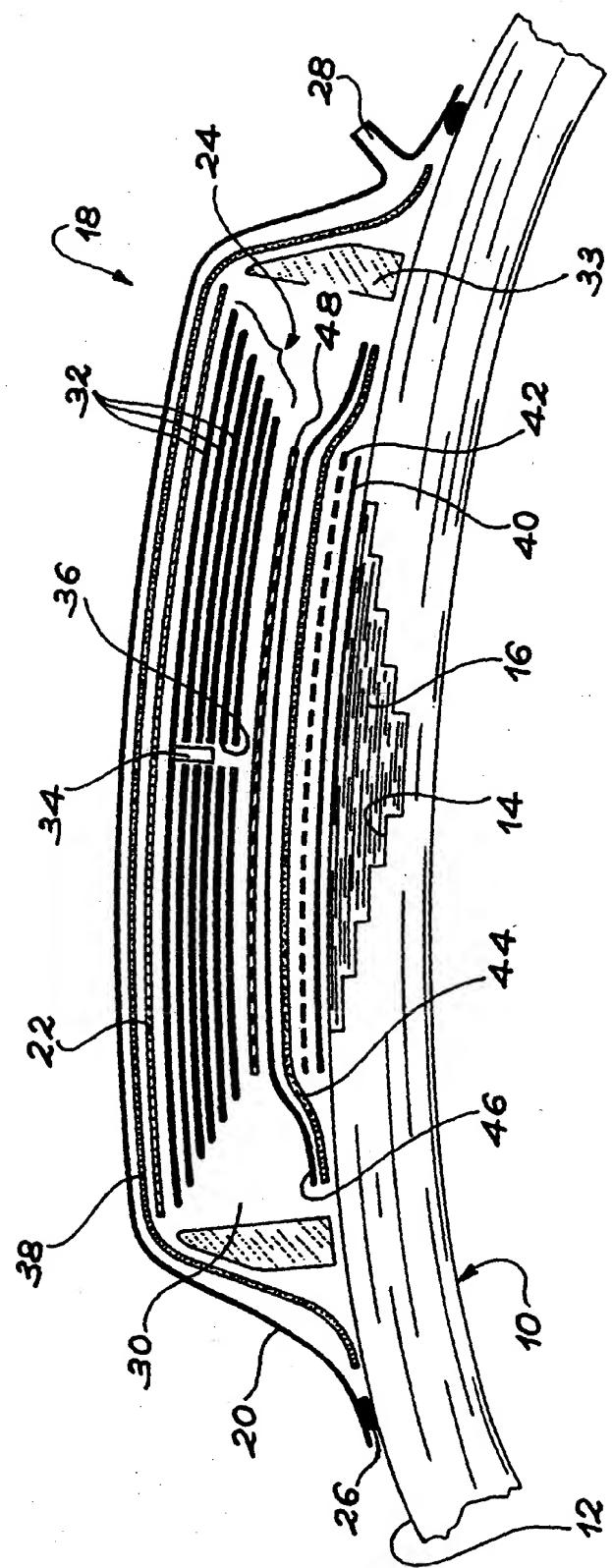


Fig. 1

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Int. Application No
PCT/FR 98/01075

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
IPC 6 B29C73/10 B29C73/32

According to International Patent Classification(IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC 6 B29C B64F B32B B23P

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	SAM DASTIN (GRUMMAN CORP.): "REPAIRING ADVANCED COMPOSITE MATERIALS" MACHINE DESIGN, vol. 58, no. 4, February 1986, pages 86-90, XP002029723 CLEVELAND, OH, U.S.A. see page 88, right-hand column, line 34 - page 90, left-hand column, line 12 see page 90; figure ---	1,8,9,12
Y	US 4 808 253 A (CHARLES C. MIMBS) 28 February 1989 see the whole document ---	1,8,9,12
A	EP 0 180 865 A (THE BOEING COMPANY) 14 May 1986 see the whole document ---	2-7,10, 11 -/-

Further documents are listed in the continuation of box C.

Patent family members are listed in annex.

* Special categories of cited documents :

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier document but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
"8" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

31 August 1998

Date of mailing of the international search report

04/09/1998

Name and mailing address of the ISA

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl.
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Labeeuw, R

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No

PCT/FR 98/01075

C.(Continuation) DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 5 442 156 A (EVERETT A. WESTERMAN ET PHILLIP E. ROLL) 15 August 1995 see the whole document -----	1,8,9,12
A	FR 2 705 914 A (AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE) 9 December 1994 see the whole document -----	9,12

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International Application No

PCT/FR 98/01075

Patent document cited in search report	Publication date	Patent family member(s)	Publication date
US 4808253	A 28-02-1989	NONE	
EP 180865	A 14-05-1986	US 4820564 A US 4588626 A JP 61165462 A US 4961799 A US 5034254 A	11-04-1989 13-05-1986 26-07-1986 09-10-1990 23-07-1991
US 5442156	A 15-08-1995	NONE	
FR 2705914	A 09-12-1994	NONE	

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Inde internationale No
PCT/FR 98/01075

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
CIB 6 B29C73/10 B29C73/32

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)

CIB 6 B29C B64F B32B B23P

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si cela est réalisable, termes de recherche utilisés)

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
Y	SAM DASTIN (GRUMMAN CORP.): "REPAIRING ADVANCED COMPOSITE MATERIALS" MACHINE DESIGN, vol. 58, no. 4, février 1986, pages 86-90, XP002029723 CLEVELAND, OH, U.S.A. voir page 88, colonne de droite, ligne 34 - page 90, colonne de gauche, ligne 12 voir page 90; figure ---	1, 8, 9, 12
Y	US 4 808 253 A (CHARLES C. MIMBS) 28 février 1989 voir le document en entier ---	1, 8, 9, 12
A	EP 0 180 865 A (THE BOEING COMPANY) 14 mai 1986 voir le document en entier ---	2-7, 10, 11 -/-

Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents

Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

³ Catégories spéciales de documents cités:

- "A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
- "E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt international ou après cette date
- "L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
- "O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
- "P" document publié avant la date de dépôt international, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt international ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais créé pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche internationale a été effectivement achevée

31 août 1998

Date d'expédition du présent rapport de recherche internationale

04/09/1998

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale
Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl.
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Labeeuw, R

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Dossier internationale No
PCT/FR 98/01075

C.(suite) DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie	Identification des documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 5 442 156 A (EVERETT A. WESTERMAN ET PHILLIP E. ROLL) 15 août 1995 voir le document en entier ---	1, 8, 9, 12
A	FR 2 705 914 A (AEROSPATIALE SOCIETE NATIONALE INDUSTRIELLE) 9 décembre 1994 voir le document en entier -----	9, 12

RAPPORT DE RECHERCHE INTERNATIONALE

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Document brevet cité
au rapport de recherche

Date de publication

Membre(s) de la
famille de brevet(s)

Date de publication

PCT/FR 98/01075

US 4808253

A

28-02-1989

AUCUN

EP 180865

A

14-05-1986

US 4820564 A 11-04-1989
US 4588626 A 13-05-1986
JP 61165462 A 26-07-1986
US 4961799 A 09-10-1990
US 5034254 A 23-07-1991

US 5442156

A

15-08-1995

AUCUN

FR 2705914

A

09-12-1994

AUCUN